

Н. Н. Светушков, канд. техн. наук, доц., e-mail: svt.n.n@mail.ru,
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
факультет "Прикладная математика и физика"

Применение интегрального метода струн для расчета тепловых нагрузок на охлаждаемые стенки сопловой части ракетного двигателя

В настоящее время имеется большое количество как коммерческих, так и находящихся в свободном доступе программных продуктов, позволяющих проводить тепловые расчеты. Наиболее известным среди них является пакет ANSYS, который часто применяется на промышленных предприятиях. Однако часто основным недостатком таких расчетов является большая погрешность вычислений, достигающая до 50 %. Поэтому часто полученные таким образом численные результаты несут лишь иллюстративную информацию о происходящих тепловых процессах без реальной оценки точности расчетов. В данной работе для проведения вычислений применялся новый подход, названный методом струн и основанный на интегральном описании процесса теплопередачи. Такой подход позволил контролировать погрешность решения в каждой расчетной точке, используя в качестве критерия функцию невязки или рассогласования. Целью выполненных модельных расчетов являлось, кроме получения численных результатов, верификация работоспособности предложенного алгоритма в условиях высоких градиентов температур и сложной геометрической конфигурации изделия, а также тестирование на реальной практической задаче разработанного программного обеспечения.

В работе исследуются возможности расчета тепловых нагрузок на стенки сопловой части ракетного двигателя. Выбор задачи для проведения расчетов связан с актуальностью тепловых расчетов при создании новых как авиационных, так и ракетных двигателей. При конструировании ракетных двигателей остро стоит вопрос об эффективности охлаждения камеры сгорания и сопловой части двигателя с тем, чтобы не допустить прогорания стенок изделия, а также обеспечить необходимый ресурс работоспособности в случае экстремальных внешних тепловых воздействий. В силу указанных выше причин при моделировании таких задач особую важность представляет оценка точности получаемых результатов, именно поэтому для ее решения и был выбран метод струн. В разработанной программной среде, использованной при расчетах, была сформирована геометрическая модель, заданы начальные и граничные условия и проведены расчеты для двух типоразмеров конструкции. Проведенные расчеты показали достаточную эффективность данного подхода для моделирования такого рода тепловых процессов, учитывая возможность анализа точности результатов и относительно высокую скорость сходимости. Созданный программный комплекс может быть использован при разработке программного обеспечения для виртуального проектирования конструкций ракетных и авиационных двигателей.

Ключевые слова: тепловая нагрузка, уравнение теплопроводности, математическое моделирование, интегральные уравнения, программное обеспечение, численные результаты

Введение

В настоящее время имеется большое количество как коммерческих, так и находящихся в свободном доступе программных продуктов, позволяющих проводить тепловые расчеты. Наиболее известным среди них является пакет ANSYS, который часто применяется на промышленных предприятиях. Однако часто основным недостатком таких расчетов является большая погрешность вычислений. Поэтому зачастую численные результаты несут лишь иллюстративную информацию о происходящих тепловых процессах (например, при моделировании работы газотурбинных двигателей точность расчетов считается приемлемой, если полученные результаты лишь качественно согласуются с экспериментом).

В данной работе для проведения вычислений применен новый подход, названный методом струн и основанный на интегральном описании процесса теплопередачи. Такой подход позволил контроли-

ровать погрешность решения в каждой расчетной точке, используя в качестве критерия функцию невязки или рассогласования. Целью выполненных модельных расчетов являлось, кроме получения численных результатов, верификация работоспособности предложенного алгоритма в условиях высоких градиентов температур, а также тестирование на реальной практической задаче разработанного программного обеспечения.

Программный комплекс выполнен в виде отдельного интерактивного программного средства на языке Visual C++ и имеет довольно гибкие возможности по формированию сложных двумерных геометрических объектов, генерации сеточных разбиений, а также заданию граничных условий — включая граничные условия первого, второго и третьего рода (тепловые потоки, описываемые законом Ньютона).

Выбор задачи для проведения расчетов был связан с актуальностью тепловых расчетов при создании

Математическая модель

Численное моделирование прогрева охлаждаемой конструкции основано на решении классического двумерного уравнения теплопроводности с граничными условиями второго рода, когда на границе задаются тепловые потоки:

$$c\rho(T)\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} h_x(T)\frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} h_y(T)\frac{\partial T}{\partial y};$$

$$T(x, y, 0) = T_0(x, y); (x, y) \in \Omega; \quad (1)$$

$$q|_{(x,y) \in \Gamma(\Omega)} = q_\Gamma(t),$$

где $T = T(x, y, t)$ — распределение температурного поля; $T_0(x, y)$ — начальное распределение температур; $c\rho(T)$ — произведение удельной теплоемкости и плотности материала, зависящее как от температуры, так и от пространственных координат; $h_{x,y}(T)$ — коэффициенты теплопроводности по соответствующим осям, также зависящие от температуры; Ω — область решения задачи; $\Gamma(\Omega)$ — граничная поверхность; $q_\Gamma = q_\Gamma(t)$ — меняющиеся со временем плотности тепловых потоков на границе области.

Общий геометрический вид и обозначения для охлаждаемой части исследуемой части конструкции приведены на рис. 2, где введены следующие обозначения: e — ширина канала охлаждения; s — толщина ребра; h — высота канала охлаждения; $\delta_{ст}$ — толщина внутренней "горячей" стенки; $\delta_{ст.нар}$ — толщина внешней "холодной" стенки; q_Γ — плотность теплового потока от продуктов сгорания; $q_{охл}$ — плотность теплового потока в охлаждающую жидкость.

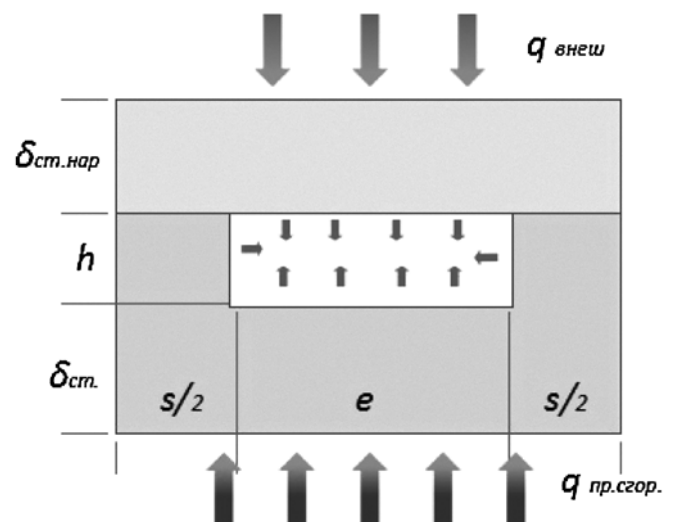


Рис. 2. Расчетная схема участка охлаждаемой части конструкции

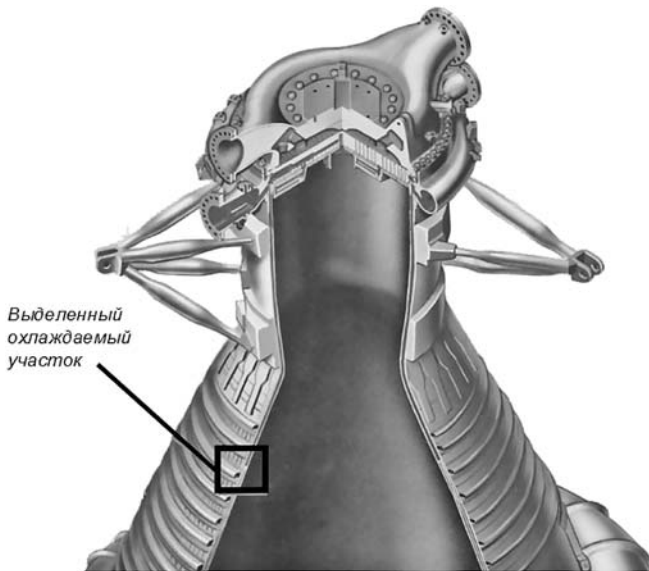


Рис. 1. Сопловая часть ракетного двигателя с системой охлаждения

новых как авиационных, так и ракетных двигателей. При конструировании ракетных двигателей остро стоит вопрос об эффективности охлаждения камеры сгорания и сопловой части двигателя (рис. 1) с тем, чтобы не допустить прогорания стенок изделия, а также обеспечить необходимый ресурс работоспособности в случае экстремальных внешних тепловых воздействий. На практике эта задача часто решается методом проб и ошибок, основываясь на большом опыте инженеров и решениях, используемых в других, созданных ранее конструкциях.

Варьируемыми параметрами при этом являются толщина внутренней стенки сопла, наличие или отсутствие теплозащитного покрытия, скорость протекания и температура охлаждающей жидкости, сечений охлаждающих трубок и др. Проведение экспериментальных исследований для изучения тепловых нагрузок в этих условиях сдерживается большой стоимостью стендового оборудования, необходимостью привлечения высококвалифицированных специалистов, трудоемкостью и большими временными затратами. Методы математического моделирования [1–5] позволяют уже на предварительном этапе разработки двигателя отказаться от неэффективных конструктивных решений, которые не могут обеспечить требуемых рабочих характеристик изделия. В силу указанных выше причин при моделировании таких задач особую важность представляет оценка точности получаемых результатов, именно поэтому для ее решения и был выбран метод струн.

Таблица 1

**Размерные и тепловые характеристики
для двух модельных типоразмеров**

Наименование	Типоразмеры	
	I	II
Толщина внутренней стенки, мм ($\delta_{ст}$)	1,0	1,8
Толщина наружной стенки, мм ($\delta_{ст.нар}$)	0,8	0,8
Ширина канала охлаждения, мм	3,51	4,62
Высота канала охлаждения, мм	5,7	4,9
Толщина ребра, мм	1,35	1,35
Коэффициент теплоотдачи от продуктов сгорания в камере, Дж/(м ² ·с·К) (α_T)	1500,3	895,5
Температура газа в пристеночном слое, К (T_T)	3184	3290
Коэффициент теплоотдачи к охладителю, Дж/(м ² ·с·К) ($\alpha_{охл}$)	17 793,4	14 421,2
Температура охладителя, К ($T_{охл}$)	343	334
Мощность внешнего излучения, Дж/(м ² ·с)	$1,26 \cdot 10^6$	$1,26 \cdot 10^6$

Таблица 2

Теплофизические свойства материалов конструкции

Параметры	Основная часть	Внешняя стенка
Коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К)	17,8	48
Удельная теплоемкость, кДж/(кг·К)	0,546	0,588
Плотность, кг/м ³	7800	8900

На боковых гранях заданы адиабатические условия, так как в силу симметрии тепловые потоки отсутствуют. Плотности тепловых потоков по абсолютному значению на охлаждаемой стенке и горячей стенке описываются теплообменом по закону Ньютона:

$$q_{охл} = \alpha_{охл}(T - T_{охл});$$

$$q_T = \alpha_T(T_T - T),$$

где коэффициенты теплоотдачи α_T и $\alpha_{охл}$, а также внешние температуры $T_{охл}$ и T_T приведены в табл. 1.

В табл. 2 приведены теплофизические характеристики жаропрочного сплава, из которого состоит конструкция.

Для корректного решения поставленной задачи необходимо также учитывать тепловые потоки со стенок сопловой части, обусловленные собственным излучением стенок, однако, как показывает предварительный анализ, их значение становится существенным при температурах выше 1000 К, да и в этом случае по абсолютному значению они составляют порядка 10^5 Дж/(м²·с), что более чем на

порядок меньше, чем поток от продуктов сгорания в сопле, а также на порядок меньше, чем внешнее тепловое воздействие. Таким образом, влиянием теплового излучения со стенок конструкции в данной постановке можно пренебречь.

Численные результаты

Как уже говорилось выше, для проведения расчетов был использован разработанный программный комплекс [6—9], позволяющий формировать произвольную двумерную геометрическую область для описания исследуемого объекта и задавать начальные и граничные условия. В качестве расчетного метода использован метод "струн" [10], основанный на интегральном представлении процессов теплопередачи. Основным преимуществом этого метода является возможность в каждой точке сеточного разбиения вычислить вектор рассогласования или невязки, что и является действительно надежным способом оценки погрешности численного решения. Все вычисления проводились итерационно до достижения точности 1 % на всей области решения задачи.

Оба исследуемых модельных варианта (два типоразмера) были представлены одинаковой областью решения размером 6×10 мм и сеточным разбиением с $50 \times 90 = 4500$ точками. Временной шаг был выбран равным 0,1 с. В расчетах число временных слоев составляло 500, т.е. рассчитывались температурные поля в течение 50 с работы двигателя. Для получения надежных результатов на каждом временном слое использовалась итерационная процедура, ее сходимость оценивалась по вектору невязки в каждой расчетной точке, условием останова являлось достижение точности более 1 %.

На рис. 3 (см. третью сторону обложки) показана размерная геометрическая модель, сформированная в программе, и расположение расчетных узлов (для типоразмера II). На скрин-шоте, представляющем окно создания модели, видно, что в левой и верхней частях расположены линейки, на которых отображаются размеры конструкции в метрах.

Более ярким цветом выделена внешняя стенка, контактирующая с окружающей средой и имеющая теплофизические характеристики, отличные от характеристик материала основной конструкции.

Целью проводимых расчетов являлось выяснение температуры нагреваемой поверхности в целях недопущения ее прогорания и разрушения, так как температура газа в пристеночном слое имеет достаточно высокие значения (см. табл. 1). Материал основной конструкции представляет собой жаропрочный сплав (см. табл. 2), имеющий температуру плавления около 1000 К.

Проведенные расчеты показали, что уже через 2 с после начала работы двигателя происходит выход

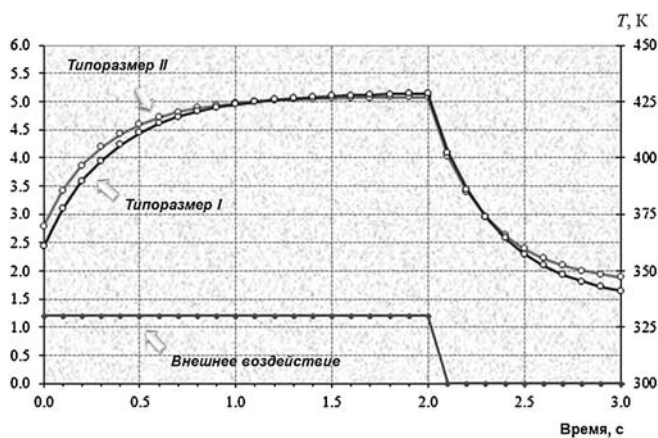


Рис. 5. Изменение температуры внешней поверхности при импульсном тепловом воздействии (для двух типоразмеров)

на стационарный режим прогрева конструкции по толщине, т.е. температурное поле практически не меняется (рис. 4, см. третью сторону обложки).

Для обоих типоразмеров численные результаты, характеризующие распределение температурного поля по толщине конструкции, отличались незначительно и для температуры стенки, контактирующей с продуктами сгорания, составляли ~650...710 К. Внешняя стенка разогревалась до температуры ~335...345 К.

Дополнительная задача, которая была поставлена заказчиком, — это оценка надежности конструкции в условиях интенсивного внешнего теплового воздействия. В качестве модели использовался постоянный тепловой поток заданной мощности (см. табл. 1), действующий в течение заданного промежутка времени. Расчеты проводили для условий, когда внешнее тепловое воздействие начинается на 30-й секунде работы двигателя и продолжается 2 с. На рис. 5 показано изменение температуры внешней поверхности с момента начала воздействия и после его снятия.

Расчеты показывают, что при заданной интенсивности значение температуры на внешней поверхности возрастает незначительно и остается приблизительно постоянным в течение всего времени воздействия. Кроме того, внешний тепловой поток практически не оказывает влияния на температуру в области стенки, контактирующей с продуктами сгорания. Как видно на графике, максимальная температура внешней поверхности достигает для обоих типоразмеров ~426 К.

Заключение

Проведенные вычисления показали хорошую сходимость алгоритма метода струн (менее 50 итераций

на каждый временной шаг для достижения точности менее 1 %) и отсутствие осцилляций при больших градиентах температур. Адекватность математической модели, использованной при моделировании, была подтверждена частичным сравнением полученных числовых данных с результатами экспериментов.

Таким образом, предложенный метод расчета и разработанный программный комплекс может быть рекомендован к использованию при моделировании широкого круга теплофизических задач. В отличие от программного комплекса ANSYS в разработанной среде имеется возможность в интерактивном режиме оценивать погрешность в каждой расчетной точке, что позволяет говорить об адекватности получаемых численных результатов.

Разработанный комплекс можно также использовать как независимый модуль при создании общей программной среды для виртуального проектирования конструкций ракетных и авиационных двигателей.

Автор благодарен начальнику отдела, д-ру техн. наук Стернину Л. Е. и начальнику сектора Кондобе Л. И. ОАО "НПО Энергомаш им. академика В. П. Глушко" за полезные обсуждения и замечания по работе.

Список литературы

1. Зарубин В. С. Математическое моделирование в технике. 2-е изд. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2003. 497 с.
2. Patankar S. Numerical Heat Transfer and Fluid Flow. New York, Hemisphere Publishing Corporation, 1980. 199 p.
3. Самарский А. А., Вабишевич П. Н. Численные методы решения задач конвекции-диффузии. М.: УРСС, 2009. 248 с.
4. Галицкий Б. М. Теплопередача в авиационных двигателях. М.: Изд-во МАИ, 1985. 82 с.
5. Дрейцер Г. А. Конвективный теплообмен в каналах: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 1984. 77 с.
6. Авдеевский В. С., Галицкий Б. М., Глебов Г. А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1975. 624 с.
7. Светушков Н. Н. Моделирование нестационарных тепловых процессов в неоднородных средах: дис. ... канд. техн. наук, М., ВТИ, 2010.
8. Светушков Н. Н. Метод геометрических интегралов при моделировании процессов теплопередачи в задачах с фазовыми превращениями // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19, № 5. С. 182—186.
9. Светушков Н. Н. Программный комплекс по расчету нестационарных тепловых полей в сложных двумерных объектах методом геометрических интегралов. Свидетельство о государственной регистрации программ № 2013615984 от 25 июня 2013 года.
10. Светушков Н. Н. Метод струн в задачах многомерной нестационарной теплопроводности // Информационные технологии. 2014. № 12. С. 14—19.

Integral Strings Method for Modeling Heat Loads in the Cooling Wall of the Rocket Engine Nozzle Part

There are currently a large number of both commercial and freely available, software products that allow for thermal calculations. The most famous among them is the package ANSYS, which is frequently used in industrial plants. Often, however, the main drawback of such calculations is the large computational error, reaching up to 50 percent. So often the thus obtained numerical results are only illustrative information on thermal processes taking place without any real assessment of the accuracy of calculations. In this paper for computing a new approach called the method based on strings and integral description of the process of heat transfer. Such an approach control error of the solution in each design point, using as a criterion function of the residual or error. The purpose of the model calculations was performed, in addition to receiving the numerical results, the verification efficiency of the proposed algorithm in high temperature gradients, and complex geometric configuration of the product, as well as testing on a real practical problem of the developed software. This paper investigates the possibility of calculating the thermal loads on the walls of the nozzle of the rocket engine. Select a task to perform the calculations associated with the relevance of thermal calculations for both the creation of new aircraft and rocket engines. When designing rocket engines is an issue about the effectiveness of the cooling of the combustion chamber and nozzle of the engine in order to prevent burning of the walls of the product and to provide the necessary resource efficiency in the case of extreme external thermal effects. Due to the above reasons for modeling of such problems is particularly important to estimate the accuracy of the results, which is why its solution and was chosen method of strings. The developed software environment used for the calculation was generated geometric model, given initial and boundary conditions and calculations for two type-size design. The calculations have shown sufficient efficacy of this approach for modeling of thermal processes of this kind, given the opportunity to analyze the accuracy of the results and the relatively high rate of convergence. Created software package can be used in the development of software for virtual structural design of missile and aircraft engines.

Keywords: numerical methods, software, numerical simulation, the heat equation, integral equations, the accuracy of calculations

References

1. **Zarubin V. S.** *Matematicheskoe modelirovanie v tekhnike*, 2-e izd., Moscow, MG TU im. N. E. Bauman, 2003. 497 p.
2. **Patankar S.** *Numerical Heat Transfer and fluid flow*. New York, Hemisphere Publishing Corporation, 1980. 199 p.
3. **Samarskiy A. A., Vabishchevich P. N.** *Chislennyye metody resheniya zadach konveksii-diffuzii*, Moscow, URSS, 2009, 248 p.
4. **Galitseyskiy B. M.** *Teploperedacha v aviatsionnye dvigateli*. Moscow, MAI, 1985, 82 p.
5. **Dreytser G. A.** *Konvektivnyy teploobmen v kanalakh: ucheb. posob.* Moscow, MAI, 1984, 77 p.
6. **Avduevskiy V. S., Galitseyskiy B. M., Glebov G. A.** i dr. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike*. Moscow, Mashinostroenie, 1975. 624 s.

7. **Svetushkov N. N.** Modelirovanie nestatsionarnykh teplovyykh protsessov v neodnorodnykh sredakh; diss. na soiskanie stepeni kandidata tekhnicheskikh nauk, Moscow, VTI, 2010.

8. **Svetushkov N. N.** Metod geometricheskikh integralov pri modelirovanii protsessov teploperedachi v zadachakh s fazovymi prevrashcheniyami, *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2012, vol. 19, no. 5, pp. 182–186.

9. **Svetushkov N. N.** Programmnyy kompleks po raschetu nestatsionarnykh teplovyykh poley v slozhnykh dvumernykh ob'ektakh metodom geometricheskikh integralov, svidetel'stvo o gosudarstvennoy registratsii programm № 2013615984 ot 25 iyunya 2013 goda.

10. **Svetushkov N. N.** Metod strun v zadachakh mnogomernoy nestatsionarnoy teploprovodnosti, *Informatsionnye tekhnologii*, 2014, no. 12, pp. 14–19.

*Поздравляем Главного редактора журнала академика
Александра Леонидовича Стемпковского
с присуждением Премии Правительства Российской Федерации*

Дорогой и уважаемый Александр Леонидович!

Редакционный совет, редакционная коллегия, редакция журнала "Информационные технологии", весь коллектив издательства "Новые технологии" сердечно поздравляют Вас с присуждением Премии Правительства Российской Федерации в области науки и техники за 2015 год за разработку и освоение серийного производства широкой номенклатуры микросхем для смарт-карт и радиочастотной идентификации на основе создания комплексных средств автоматизации проектирования и технологий изготовления современных интегральных схем с встроенной энергонезависимой памятью. Эта работа была выполнена под Вашим руководством в содружестве с ОАО "НИИ молекулярной электроники и завод "Микрон" и ООО "Альфачип" и служит примером эффективного сотрудничества академического института, промышленного и частного секторов.

Желаем Вам и всему коллективу, руководимому Вами, новых творческих успехов!

Ваши друзья и соратники
Журнал "Информационные технологии"
Издательство "Новые технологии"